

Von der Flugmessung zur Profilpolare

Uebersicht:

Es wird gezeigt, wie man die Polare eines Tragflügelprofils beim Segelflugmodell durch eine genaue Flugmessung zuverlässig und einfach bestimmen kann.

Gliederung:

1. Einleitung
2. Zusammenhang der Meßgrößen mit dem Profilwiderstand
3. Auswertung einer Flugmessung von Hacklinger
4. Fehlergrenzen bei der Bestimmung der Teilwiderstände.

Der Bericht umfaßt:

17 Seiten

Diese Arbeit entstand auf Anregung von F.W. Schmitz†, Leiter des "Ausschusses für Strömungsforschung bei kleinen Geschwindigkeiten" der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt (WGL) und lag bei seinem Tode fast fertig vor.

Das Bundesministerium für Verkehr hat die Durchführung dieser Arbeit durch Erteilung eines Forschungsauftrages ermöglicht und die AVA mit der endgültigen Fertigstellung des Berichtes beauftragt.

1. Einleitung

Da der Modellflieger bis heute darauf angewiesen ist, die für seine Zwecke günstigen Profile selber zu entwerfen und zu erproben, so soll hier gezeigt werden, wie man auch ohne Windkanalversuche durch genaue Messung der Flug- und Sinkgeschwindigkeit eines Flugmodells hinreichend zuverlässige Auftriebs- und Widerstandswerte des verwendeten Flügelprofils ermitteln kann. Diese Möglichkeit, die für den systematisch arbeitenden Modellflieger ebenso reizvoll wie unentbehrlich ist, gewinnt ihre besondere Bedeutung durch ungewöhnlich hohen Anteil des Flügelwiderstandes am Gesamtwiderstand. Bei einem guten Segelflugmodell können 88 % des Gesamtwiderstandes auf den Flügel und etwa 56 % allein auf den Profilwiderstand entfallen.

2. Zusammenhang der Meßgrößen mit dem Profilwiderstand

Den Profilwiderstand eines Flügels kann man dadurch erhalten, daß man die einzelnen Teilwiderstände eines Modells, d. h. den induzierten Widerstand, den Rumpf- und den Leitwiderstand gesondert ermittelt und vom gemessenen Gesamtwiderstand abzieht. Man könnte also schreiben:

$$W_p = W_g - (W_i + W_R + W_L), \quad (1)$$

wobei die Indizes p den Profilwiderstand, g den Gesamtwiderstand, i den induzierten und R und L den Rumpf- bzw. Leitwerkwiderstand kennzeichnen mögen. Der einfacheren Schreibweise wegen soll für den Flügel kein besonderer Index verwendet werden.

Anstelle der Kräftegleichung (1) geht man zweckmäßig zu dimensionslosen Beiwerten über, die man durch Division der Kräfte mit $q \cdot F_n$ erhält. Dabei bedeutet

$$q = \frac{\rho}{2} v^2$$

den mit der Fluggeschwindigkeit v und der Luftdichte ρ gebildeten Staudruck und F_n die jeweilige Flügel- Rumpf- oder

Leitwerkfläche. Für die Widerstandswerte schreibt man also

$$c_{wn} = \frac{W_n}{qF_n}$$

und für die Auftriebswerte, wenn A die Auftriebskraft ist,

$$c_a = \frac{A}{qF} \quad \text{und} \quad c_{aL} = \frac{A_L}{qF_L}$$

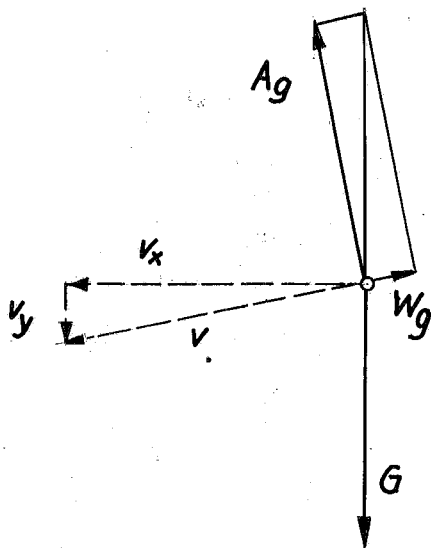
Damit man die c_w und c_a -Werte miteinander vergleichen kann, muß man sie durchweg auf eine Fläche beziehen, die im folgenden immer die Flügelgrundfläche F sein soll. Spaltet man noch den Leitwerkswiderstand in W_{pL} und W_{iL} auf, so wird aus Gl. (1)

$$c_{wp} = c_{wg} - \left[c_{wi} + c_{wR} \frac{F_R}{F} + (c_{wpL} + c_{wiL}) \frac{F_L}{F} \right] \quad (2)$$

Es soll nun gezeigt werden, wie man die einzelnen Teilwiderstände der rechten Seite der Gl. (2) bestimmen kann.

a) Den Gesamtwiderstand W_g erhält man direkt aus der Messung

der Sinkgeschwindigkeit v_y , der Fluggeschwindigkeit v und aus dem Gleichgewicht der Kräfte A_g , W_g und G im stationären Gleitflug:



$$W_g = \frac{v_y}{v} \cdot G$$

$$\text{oder } c_{wg} = \frac{v_y}{v} \cdot \frac{G}{qF} \quad (3)$$

Bei flachen Gleitwinkeln, die im folgenden vorausgesetzt seien, ist $v_x \approx v$ und $A_g \approx G$.

b) Die Widerstandswerte innerhalb der großen Klammer in Gl. (2) ergeben sich nicht direkt aus der Flugmessung, sondern lassen sich nur auf Grund gewisser Annahmen näherungsweise ermitteln. So läßt sich der Rumpfwiderstand z. B. dadurch abschätzen, daß

man die gesamte Oberfläche F_R einschließlich des kleinen Seitenleitwerks als turbulent bespülte ebene Platte auffaßt. Der Reibungswiderstand der längs angeströmten und einseitig benetzten Platte ergibt sich aus der Formel

$$c_{ft} = \frac{0,074}{\sqrt{Re}} \quad (4)$$

wobei die Reynoldssche Zahl durch

$$Re_R = \frac{v t_R}{\nu}$$

zu bilden ist (t_R = Rumpflänge, ν = kinematische Zähigkeit). Dann wird

$$c_{wR} \approx c_{ft} \quad (5)$$

c) Den Profilwiderstand des Höhenleitwerks kann man auf Grund der Windkanalmessungen von F. W. Schmitz abschätzen. Bei den üblichen schlanken Profilformen der Höhenleitwerke und bei Reynoldsschen Zahlen um $Re \approx 2 \cdot 10^4$ hat dieser Widerstand die Größenordnung

$$c_{wPL} \approx 3 \cdot 10^{-2} \quad (6)$$

d) Für den induzierten Widerstand sei zunächst eine elliptische Auftriebsverteilung in Spannweitenrichtung beim Flügel und Leitwerk angenommen. Dann wird

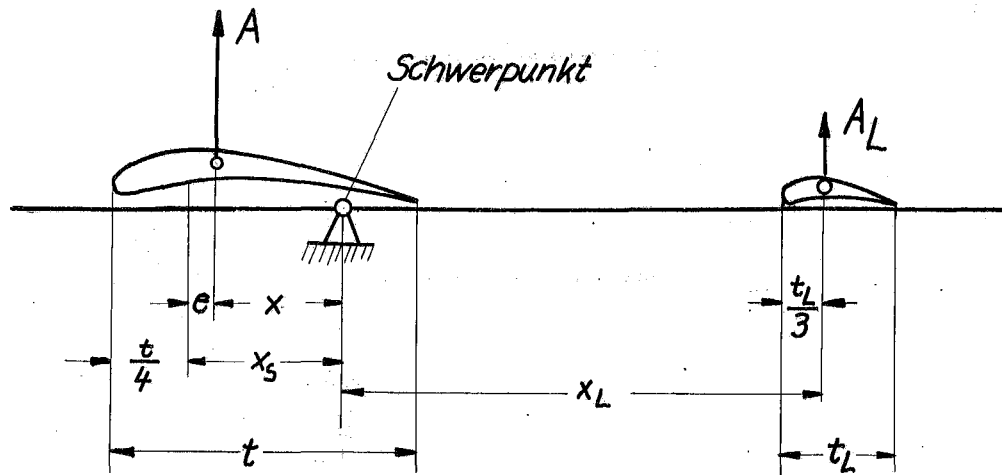
$$c_{wi} = \frac{c_a^2}{\pi \Lambda} \quad \text{für den Flügel} \quad (7)$$

(Λ = Flügelstreckung)

und

$$c_{wiL} = \frac{c_{aL}^2}{\pi \Lambda_L} \quad \text{für das Leitwerk.}$$

Zur Ermittlung von c_a und c_{aL} kann man als erste Beziehung die im stationären Gleitflug erfüllte Momentengleichung heranziehen. Danach ist das Flügelmoment M entgegengesetzt gleich dem Leitwerksmoment M_L .



Bezeichnet man, wie in der Skizze angegeben, mit x und x_L die Hebelarme der Auftriebskräfte, so gilt

$$c_a F x = c_{aL} F_L x_L \quad (9)$$

Zwar kann man leicht den Schwerpunkt S des Modells bestimmen, nicht aber i. a. den Angriffspunkt der Auftriebskräfte, die sogenannte Druckpunktlage. Diese Schwierigkeit umgeht man am besten, indem man auf die bei kleinen Reynoldsschen Zahlen an verschiedenen Profilen gemessenen¹⁾ Momentbeiwerte zurückgreift. Den Abstand des Druckpunktes vom $t/4$ Punkt erhält man bekanntlich bei einem Profil der Tiefe t durch

$$e = \frac{c_m t/4}{c_a} \quad , \text{ so daß mit den Bezeichnungen}$$

der Skizze $x = x_s - \frac{c_m t/4}{c_a}$ wird. (10)

In der Gleichung ist x_s der konstante Abstand des Schwerpunktes zum $t/4$ Punkt des Flügels. Beim Höhenleitwerk dürfte es wegen der großen Länge von x_L genügen einen festen Druckpunkt z. B. im ersten Drittel der Profiltiefe anzunehmen.

1) F. W. Schmitz "Aerodynamik des Flugmodells"

Berlin 1942 und Duisburg 1952

Die zweite Beziehung zur Bestimmung von c_a und c_{aL} ergibt sich aus

$$A_g = G = (c_a F + c_{aL} F_L) q = q F c_a \left(1 + \frac{c_{aL} F_L}{c_a F} \right). \quad (11)$$

Unter Berücksichtigung der Gl. (9) folgt dann

$$G = q F c_a \left(1 + \frac{x}{x_L} \right) \quad (12)$$

oder

$$c_a = \frac{G}{q F} \cdot \frac{1}{\left(1 + \frac{x}{x_L} \right)}$$

und nach Gl. (9)

$$c_{aL} = c_a \frac{F x}{F_L x_L} \quad (13)$$

Damit sind durch die Meßwerte v und v_y , durch die Modelldaten, sowie durch die Abschätzungen für c_{wi} , $c_{mt/4}$, c_{wR} und c_{wPL} alle Größen auf der rechten Seite der Gl. (2) bekannt. Da sich die möglichen Fehler des induzierten Widerstandes c_{wi} recht zuverlässig eingrenzen lassen und Schätzfehler bei den Werten c_{wR} und c_{wPL} durch die Verkleinerung mit F_R/F oder F_L/F einen nur geringfügigen Einfluß besitzen, so erscheint die vorstehende Entwicklung zur Widerstandsbestimmung aus Flugmessungen vornehmlich durch die mangelhafte Kenntnis der Momentbeiwerte gefährdet. Es läßt sich aber leicht zeigen, daß bei einer Momentverteilung wie in der obigen Skizze auch eine ungenaue Annahme über $c_{mt/4}$ oder x die Summe $c_{wi} + c_{wiL} \frac{F_L}{F}$ und damit den Profilwiderstand nur sehr wenig ändern kann.

Nimmt man z. B. in der Skizze eine Vergrößerung des Hebelarmes x an, so muß einerseits, da x_L praktisch konstant ist, c_{aL} anwachsen und andererseits, da der Gesamtauftrieb unverändert bleibt, c_a abnehmen. Die Vergrößerung von x hat also ein größeres c_{wiL} , aber ein kleineres c_{wi} zur Folge. Dieser Zusammenhang sei hier etwas genauer untersucht.

Es wurde vorausgesetzt:

$$c_a F + c_{aL} F_L = \text{const.} \quad (11) \quad \text{Auftriebskonstanz}$$

$$c_a F x = c_{aL} F_L x_L \quad (9) \quad \text{Momentengleichgewicht}$$

$$\text{Dann ist nach Gl. (11)} \quad \Delta c_{aL} = - \frac{F}{F_L} \Delta c_a \quad (13)$$

$$\text{und nach Gl. (9)} \quad \Delta c_a F x + \Delta x c_a F = \Delta c_{aL} F_L x_L = - \Delta c_a F x_L$$

$$\text{oder} \quad \Delta c_a = - c_a \frac{\Delta x}{(x + x_L)} \quad (14)$$

Die relative Auftriebsänderung am Flügel ist also entgegengesetzt gleich der relativen Verschiebung des Flügeldruckpunktes bezogen auf den Abstand der Druckpunkte in Flügel und Leitwerk. Für die Auftriebsänderung am Leitwerk ergibt sich nach Gl. (13)

$$\Delta c_{aL} = c_a \frac{\Delta x}{(x + x_L)} \frac{F}{F_L} \quad (15)$$

d. h. eine entgegengesetzte und um F/F_L größere Änderung als am Flügel. Beide Änderungen variieren den induzierten Widerstand, für den nach Gl. (7) und (8) und Gl. (14) und (15) gilt

$$\Delta c_{wi} = \frac{2 c_a \Delta c_a}{\pi \Lambda} = - \frac{2 c_a^2}{\pi \Lambda} \frac{\Delta x}{(x + x_L)} \quad (16)$$

$$\text{und} \quad \Delta c_{wiL} = \frac{2 c_{aL} \Delta c_{aL}}{\pi \Lambda_L} = \frac{2 c_{aL} c_a}{\pi \Lambda_L} \frac{\Delta x}{(x + x_L)} \frac{F}{F_L}$$

$$\text{so daß} \quad \Delta c_{wiL} \frac{F_L}{F} = \frac{2 c_{aL} c_a}{\pi \Lambda_L} \frac{\Delta x}{(x + x_L)} \quad \text{wird.} \quad (17)$$

Sollen die Beträge beider Widerstandsänderungen in Gl. (16)

und (17) gleich sein, so muß

$$\frac{\lambda}{\lambda_L} = \frac{c_a}{c_{aL}} = \frac{F_L x_L}{F x} \quad \text{sein.} \quad (18)$$

Das Verhältnis der Auftriebswerte am Flügel und Leitwerk muß also gleich dem Verhältnis der Streckungen sein, wenn eine fehlerhafte Annahme über $c_{mt/4}$ ohne Einfluß auf die Summe $c_{wi} + c_{wiL} F_L/F$ bleiben soll. Aber auch wenn diese Bedingung nur näherungsweise erfüllt ist, wird der aus Gl.(2) ermittelte Profilwiderstand durch ein fehlerhaftes $c_{mt/4}$ praktisch nicht verändert werden. Fehlerhaft wird natürlich, wie man aus Gl. (12) ersieht, der Auftriebsbeiwert des Flügels. Ob aber eine Profilpolare um einige Prozente des c_a -Wertes höher oder tiefer liegt, ist i. a. nicht besonders wichtig.

Es sei noch nachgetragen, daß man aus Gl. (10) nach Annahme eines geeigneten $c_{mt/4}$ nicht unmittelbar x und dann mit Gl. (12) den c_a Wert des Flügels errechnen kann, da c_a in Gl. (10) noch nicht bekannt ist. Man kann aber von c_{ag} ausgehen und mit Gl. (12) eine erste Näherung für c_a ermitteln und dann die Rechnung wiederholen. (vgl. Tabelle 1 auf S. 15).

3. Auswertung einer Flugmessung von M. Hacklinger

Die oben entwickelten Beziehungen sollen jetzt mit den Meßergebnissen von M. Hacklinger¹⁾ ausgewertet werden, um die Polare des verwendeten Profils Ha 12 zu bestimmen. Dazu werden die gemessenen Werte v_y (v_x) und folgende Modelldaten zugrunde gelegt:

G = 0,410 kg
F = 30 dm²
F_R = 15 dm²
F_L = 4 dm²
t = 132 mm
t_R = 1400 mm

$\lambda = 19$
 $\lambda_L = 6,5$
 $x_s = 0,47$ t
 $x_L = 950$

v_x und v_y siehe Tabelle 1 Zeile 1 und 2
 $Re = \frac{v_x \cdot y_t}{\nu} \approx 40\,000$

1) vgl. M. Hacklinger "Flugmessung an einem Segelflugmodell"
AVA 57/A/09

In Tabelle 1 sind in den Zeilen 5 und 6 die direkt aus den Modell- und Meßdaten folgenden Werte c_{ag} und c_{wg} errechnet. Um nach Gl. (10) den Hebelarm x des Flügelauftriebs zu bekommen, seien zur Abschätzung von $c_{mt/4}$ die beiden gewölbten Plattenprofile 417 a und 417 b herangezogen, die beide bei kleinen Reynoldsschen Zahlen vermessen wurden¹⁾. Da die Profilwölbung des Ha-Profiles nicht stark von der der gemessenen Profile abweicht und das Profil 417 a eine geringere, 417 b aber eine größere Wölbung als das Ha-Profil besitzt, so dürfte der $c_{mt/4}$ Wert des letzteren in brauchbarer Weise durch die Werte der 417-Profile eingegrenzt werden. Die beiden Vergleichsprofile zeigen für hohe c_a -Werte einen von c_a praktisch unabhängigen Verlauf mit Werten um 0,10 beim Profil 417 a und um 0,20 beim Profil 417 b. Mit diesen beiden Werten ist die weitere Rechnung in Tabelle 1 getrennt durchgeführt worden, um eine Vorstellung von der Auswirkung stark unterschiedlicher $c_{mt/4}$ -Werte zu bekommen. Aus dem Vergleich der Spalten 10 und 14 liest man ab, daß sich die erste und zweite Näherung für den c_a -Wert des Flügels praktisch nicht unterscheiden. Für den Rumpfwiderstand liefert Gl. (4) und (5) mit $v = 4,5$ m/sek $v = 1,5 \cdot 10^{-5}$ m²/sek und $t_R = 1,4$ m

$$\begin{aligned} Re_R &= 4,2 \cdot 10^5 \\ c_{ft} &= 5,6 \cdot 10^{-3} \\ \text{so daß } c_{wR} \cdot F_R/F &\approx 0,3 \cdot 10^{-2} \quad \text{folgt.} \end{aligned}$$

Für den Profilwiderstand des Höhenleitwerks ist nach Gl. (6) der Wert $c_{wpL} = 3 \cdot 10^{-2}$ benutzt worden. Aus dem Vergleich der entsprechenden Zeilen in Tabelle 1a und b erkennt man, wie geringfügig sich die relativ große Änderung des $c_{mt/4}$ -Wertes auf die c_a -Werte auswirkt. Die errechneten c_{wp} -Werte unterscheiden sich überhaupt nicht, obwohl, wie aus der Tabelle hervorgeht, die Werte c_a/c_{aL} durchaus

¹⁾ vgl. Fußnote auf Seite 5 und F.W. Schmitz "Zur Aerodynamik der kleinen Reynolds-Zahlen" "Jahrbuch d. WGL 1953"

nicht genau mit dem Verhältnis $\lambda/\lambda_l = 2,92$ übereinstimmen. In Abb. 1 sind die hier errechneten Polaren des Ha-12-Profils zusammen mit den Windkanalmessungen der 417 Profile dargestellt. Es ist noch bemerkenswert, daß der Widerstand des Ha-Profils auch den Widerstand des 0,5 mm dicken Turbulenzgummis einschließt. Da der Widerstandsbeiwert eines Kreiszylinders bei $Re = \frac{v \cdot d}{\nu} = 150$ (d = Durchmesser) etwa $c_w = 1,6$ ist, so bietet der 2,2 m lange Turbulenzgeber (Index T) mit

$$c_{wT} F_T/F = 1,6 F_T/F \quad 0,6 \cdot 10^{-2}$$

einen Widerstandszuwachs, der etwa doppelt so groß als der gesamte Rumpfwiderstand ist. Im Vergleich zum Profil 417 b, das zwar auch im Nachstrom eines Turbulenzdrahtes gemessen wurde, ohne aber dessen Widerstandsbeitrag zu berücksichtigen, erscheint daher das Ha-Profil recht günstig. Das Profil 417 a ist ohne Turbulenzdraht vermessen worden.

4. Fehlergrenzen bei der Bestimmung der Teilwiderstände

Die Ergebnisse der Tabelle 1 gewinnen ihren vollen Wert erst durch eine Abschätzung ihrer Genauigkeit. Es sollen darum kurz die Fehlergrenzen, die durch Meßfehler und unsichere Annahmen bei der Berechnung der Teilwiderstände entstehen können, erläutert werden. Zu diesem Zweck seien hier die absoluten und prozentualen Teilwiderstände für die beiden Fälle des größten und kleinsten Profilwiderstandes zusammengestellt.

Tabelle 2: Zusammenstellung der Teilwiderstände

		$c_a = 1,272$		$c_a = 1,06$	
	n	$c_{wn} \cdot \frac{F_n}{F}$	$\frac{c_{wn}}{c_{wp}} \cdot \frac{F_n}{F}$	$c_{wn} \cdot \frac{F_n}{F}$	$\frac{c_{wn}}{c_{wp}} \cdot \frac{F_n}{F}$
Profil	p	$5,12 \cdot 10^{-2}$	1,000	$3,79 \cdot 10^{-2}$	1,000
induziert	i	2,84	0,555	1,97	0,520
Leitwerk	iL	0,11	0,021	0,06	0,016
	pL	0,40	0,078	0,40	0,105
Rumpf	R	0,30	0,057	0,30	0,079
gesamt	g	8,77	1,711	6,52	1,720

An Hand der prozentualen Anteile sieht man sofort, daß man den Gesamtwiderstand und den induzierten Widerstand des Flügels besonders sorgfältig messen, bzw. abschätzen muß. Für die relative Genauigkeit des Profilwiderstandes ergibt sich aus Gl. (2)

$$\frac{\Delta c_{wp}}{c_{wp}} = \frac{\Delta c_{wg}}{c_{wp}} - \frac{\Delta c_{wi} + \Delta c_{wil} \frac{F_L}{F} + \Delta c_{wpl} \frac{F_L}{F} + \Delta c_{wr} \frac{F_L}{F}}{c_{wp}} \quad (19)$$

Abgekürzt kann man dafür unter Vernachlässigung des Vorzeichens auch schreiben

$$\frac{\Delta c_{wp}}{c_{wp}} = \sum \frac{\Delta c_{wn}}{c_{wn}} : \frac{c_{wn}}{c_{wp}} \cdot \frac{F_n}{F} \quad (20)$$

wobei die $\frac{c_{wn}}{c_{wp}} \cdot \frac{F_n}{F}$ aus Tabelle 2 zu entnehmen sind und $\Delta c_{wn}/c_{wn}$ die relativen Genauigkeiten der Einzelwerte angeben.

a) Für die relative Genauigkeit des Gesamtwiderstandes ergibt sich aus Gl. (3)

$$c_{wg} = \frac{2G}{\rho F} \cdot \frac{v}{v^3} = c \frac{v}{v^3}$$

und
$$\Delta c_{wg} = \left(\frac{\Delta v}{v^3} - 3 \frac{v}{v^4} \Delta v \right) c$$

so daß
$$\frac{\Delta c_{wg}}{c_{wg}} = \frac{\Delta v}{v} - 3 \frac{\Delta v}{v} \quad \text{folgt.}$$

Die Fehler der Sinkgeschwindigkeit gehen also direkt, die der Fluggeschwindigkeit aber in dreifacher Höhe ein. Glücklicherweise läßt sich die letztere sehr genau bestimmen. Für die Meßfehler $\Delta v_y/v_y$ und $\Delta v/v$ gibt Hacklinger die sehr gering

erscheinenden Abweichungen von 1,4‰, bzw. 0,25‰ an, so daß der maximale Meßfehler des Gesamtwiderstandes

$$\frac{\Delta c_{wg}}{c_{wg}} = \pm 2,15\%$$

beträgt.

b) Für die Abschätzung des Fehlers beim induzierten Widerstand, der nach dem Profilwiderstand am stärksten ins Gewicht fällt, ist es, wie weiter oben gezeigt wurde, nicht notwendig, die vielleicht fehlerhaften c_a -Werte zu berücksichtigen (vgl. z. B. auch Tabelle 1). Es genügt vielmehr, den aus der Auftriebsverteilung entstehenden Widerstandszuwachs abzugrenzen. Für die elliptische Verteilung ist der induzierte Widerstand bekanntlich minimal, für einen unverwundenen Rechteckflügel dagegen bei $\Lambda = 19$ etwa 14 ‰ größer. Bei einem nahezu elliptischen Flügel, wie im vorliegenden Fall, dürfte der induzierte Widerstand etwa 5 ± 3 Prozent über dem Minimalwert liegen²⁾. Damit wäre

$$\frac{\Delta c_{wi}}{c_{wi}} = \pm 3\%$$

Da der induzierte Widerstand am Höhenleitwerk nach Tabelle 2 den kleinsten Anteil am Gesamtwiderstand hat, so ist ein Fehler dieses Wertes im Vergleich zu den geschätzten Abweichungen am Flügel bedeutungslos.

c) Zur besseren Beurteilung des Widerstands beim Höhenleitwerk sei wieder auf die Windkanalmessungen von F. W. Schmitz¹⁾ zurückgegriffen. Die gewölbte Platte 417 a besitzt bei einer gleichbleibenden Dicke von etwa 3‰ für ein c_a um 0,4 einen Widerstand von etwa $0,3 \cdot 10^{-2}$ (vgl. Abb. 1). Die üblichen Leitwerksprofile sind zwar meistens etwas dicker, dafür aber an

1) vgl. Fußnote auf Seite 5

2) Der Faktor 1,05 ist in Tabelle 1 bei der Berechnung von c_{wi} berücksichtigt.

der Hinterkante schlanker zugeschärft und oft etwas weniger gewölbt. Diese Einflüsse dürften einander praktisch aufheben und ein c_{wpL} liefern, das zwischen

$$c_{wpL} = (0,30 \pm 0,05) 10^{-2} \quad \text{liegt.}$$

Damit würde
$$\frac{\Delta c_{wpL}}{c_{wpL}} = \pm 16,7 \% .$$

d) In ganz ähnlicher Weise kann man beim Rumpfwiderstand ins Feld führen, daß ein gewisser Teil der Oberfläche nicht turbulent, sondern laminar umströmt wird. Andererseits sind aber auch die Zusatzwiderstände, die durch Flügel- und Leitwerksanschluß entstehen können, unberücksichtigt geblieben. Auch hier wird man die möglichen Fehler mit

$$\frac{\Delta c_{wR}}{c_{wR}} = \pm 20 \% \quad \text{wohl richtig erfassen.}$$

Vorausgesetzt werden dabei gute Übergänge von Flügel und Leitwerk zum Rumpf und schlanke kantenfreie Rumpfformen, so daß man keine Grenzschichtablösungen und Totwassergebiete erwarten muß.

Der gesamte maximale Fehler, der aus den geschilderten Meßfehlern Annahmen und Abschätzungen resultieren kann, beträgt nach Gl. (20) und Tabelle 2 ($c_a = 1,06$)

$$\frac{\Delta c_{wp}}{c_{wp}} = 3,60 + 1,44 + 1,67 + 1,60 = 8,31 \% . \quad (21)$$

Der Profilwiderstand kann also ungefähr auf 8 bis 9% genau bestimmt werden. Die effektive Ungenauigkeit ist geringer, da natürlich nicht alle Fehler mit gleichem Vorzeichen auftreten werden. Die sorgfältige Messung der Flug- und Sinkgeschwindigkeit eines Modells bei verschiedenen Flugzuständen ermöglicht also eine recht zuverlässige Bestimmung der Profilpolare. Obwohl im vorliegenden Fall ungewöhnlich kleine Fehlergrenzen bei der Flugmessung erreicht werden könnten, rührt der größte Fehleranteil, wie Gl. (21) zeigt, von den Meßfehlern her. An die Sorgfalt der Flugmessungen sind daher hohe Anforderungen zu stellen.

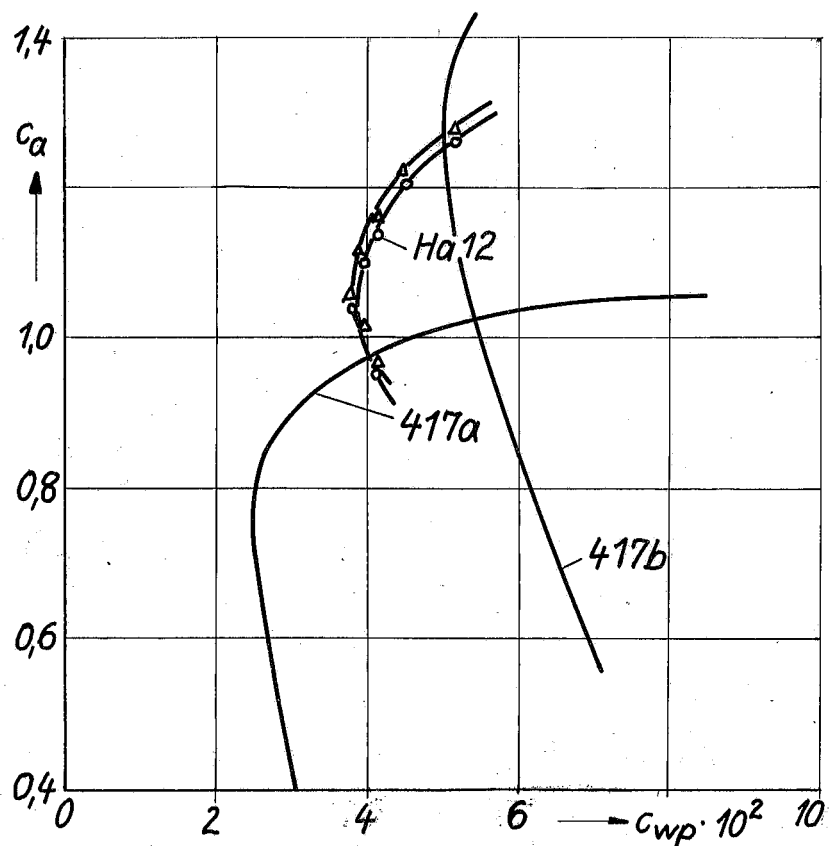


Abb. 1: Die aus der Flugmessung ermittelte Polare des Profils Ha 12 mit Turbulenzdraht. Δ : $c_{m t/4} = 0,20$, \circ : $c_{m t/4} = 0,10$. Zum Vergleich: die Polare der gewölbten Platte GÖ 417 a und 417 b bei $Re = 42 \cdot 10^3$ nach Windkanalmessungen von F.W. Schmitz.

Tabelle 1 Profilpolare des Modells MP 11 nach Flugmessungen
bei $Re \approx 40\ 000$

v_x	m/s	4,05	4,15	4,25	4,35	4,45	4,55	4,65	interpoliert aus Hacklingers Meßreihe A
v_y	cm/s	26,7	25,7	25,5	25,8	26,8	28,2	30,0	
v_y/v_x	10^{-2}	6,60	6,20	6,00	5,93	6,02	6,20	6,45	
$F \cdot q$	kp	0,309	0,324	0,339	0,354	0,372	0,390	0,408	
c_{ag}	1	1,33	1,27	1,21	1,16	1,10	1,05	1,005	
c_{wg}	10^{-2}	8,77	7,88	7,26	6,88	6,52	6,50	6,50	

a) Annahme: $c_{mt/4} = 0,20$

Berechnung von c_a , 1. Näherung

$c_{mt/4}/c_a$	1	0,15						0,20
x/t	1	0,32						0,27
x/x_L	10^{-2}	4,45		...	4,0	...		3,76
c_a	1	1,27	1,22	1,16	1,11	1,06	1,01	0,97

Berechnung von c_a , 2. Näherung

$c_{mt/4}/c_a$	1	0,157	0,164	0,172	0,179	0,189	0,198	0,206
x/t	1	0,313	0,306	0,298	0,291	0,281	0,272	0,264
x/x_L	10^{-2}	4,35	4,25	4,14	4,05	3,90	3,78	3,67
c_a	1	1,272	1,218	1,160	1,115	1,060	1,013	0,970
c_{aL}	1	0,415	0,388	0,360	0,348	0,310	0,287	0,266
c_a/c_{aL}	1	3,06	3,14	3,23	3,21	3,42	3,54	3,68

$\lambda/\lambda_L = 2,92$

Fortsetzung von Tabelle 1

Berechnung von c_{wp}

c_{wi}	10^{-2}	2,84	2,60	2,37	2,18	1,97	1,81	1,65	$\left\{ \begin{array}{l} 1,05 \cdot \frac{c_a^2}{\pi \Lambda} \\ \text{vgl. S. 12} \end{array} \right.$
$c_{wiL} F_L/F$	10^{-2}	0,112	0,099	0,085	0,079	0,063	0,054	0,047	
$c_{wpL} F_L/F$	10^{-2}	0,40	0,40	0,40	0,40	0,40	0,40	0,40	
$c_{wR} F_R/F$	10^{-2}	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30	
c_{wp}	10^{-2}	5,12	4,48	4,11	3,92	3,79	3,94	4,11	

b) Annahme: $c_{mt/4} = 0,10$

Berechnung von c_a , 1. Näherung

$c_{mt/4}/c_a$	1	0,07						0,10
x/t	1	0,40						0,37
x/x_L	10^{-2}	5,55		...	5,30	...		5,15
c_a	1	1,26	1,20	1,15	1,10	1,04	1,00	0,95

Berechnung von c_a , 2. Näherung

$c_{mt/4}/c_a$	1	0,079	0,083	0,087	0,091	0,096	0,100	0,105
x/t	1	0,391	0,387	0,383	0,379	0,374	0,370	0,365
x/x_L	10^{-2}	5,43	5,37	5,32	5,27	5,20	5,14	5,07
c_a	1	1,260	1,205	1,148	1,100	1,044	0,997	0,955
c_{aL}	1	0,513	0,485	0,457	0,435	0,407	0,385	0,363
c_a/c_{aL}	1	2,46	2,49	2,51	2,53	2,57	2,59	2,63

$\Lambda/\Lambda_L = 2,92$

Fortsetzung von Tabelle 1

Berechnung von c_{wp}

c_{wi}	10^{-2}	2,79	2,55	2,32	2,12	1,92	1,74	1,61	$\left\{ \begin{array}{l} 1,05 \cdot \frac{c_a^2}{\pi \lambda} \\ \text{vgl. S. 12} \end{array} \right.$
c_{wiL}	$F_L/F \cdot 10^{-2}$	0,172	0,153	0,136	0,124	0,108	0,096	0,087	
c_{wpL}	$F_L/F \cdot 10^{-2}$	0,40	0,40	0,40	0,40	0,40	0,40	0,40	
c_{wR}	$F_R/F \cdot 10^{-2}$	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30	
c_{wp}	10^{-2}	5,11	4,48	4,11	3,94	3,79	3,97	4,11	